

小型無人超音速実験機の複合材機体構造概念検討

著者	樋口 健, 谷川 豊
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	24-29
発行年	2012-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008788

小型無人超音速実験機の複合材機体構造概念検討

著者	樋口 健, 谷川 豊
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2011
ページ	24-29
発行年	2012-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008788

1. 機体構造概要

胴体構造はストリンガー（縦通材）とリングフレーム（円框）及び周囲をスキン（外板）で構成される。図 1，2 に機体構造外観を示す。図 3 に、機体構造構成部材を示す。胴体構造は、リングフレームの周囲に 90 度おきに機体前部から後部一体のストリンガーを配置する。リングフレームはアルミ合金製の切削加工製または板金製である。ストリンガーはアルミ合金製のチャンネル材を使用する。リングフレームとストリンガーで構成される構造内部には、機体前部より GN2，Ethanol，LOX の燃料系のタンクを搭載し後部はエンジンを搭載する。胴体外部のスキンは、機体内部の艀装を行った後に取付けるが、構造強度及び剛性はリングフレーム、ストリンガー及びスキンを取り付けた状態で成立するため、各スキンの取り付けはフレーム及びロンジロンと十分な結合力を持たせるのに必要な本数でボルト固定とする。

主翼桁、主翼リブ、主翼前縁、主翼後縁、機体カバープレート、エアーインテイクカウリングの構造材料は軽量化の観点から CFRP スキンのサンドイッチプレート製とし、胴体リングフレームと胴体ストリンガーはコストの観点からアルミ合金製とする。ノーズコーンには空力加熱を考慮して材料を選定する。

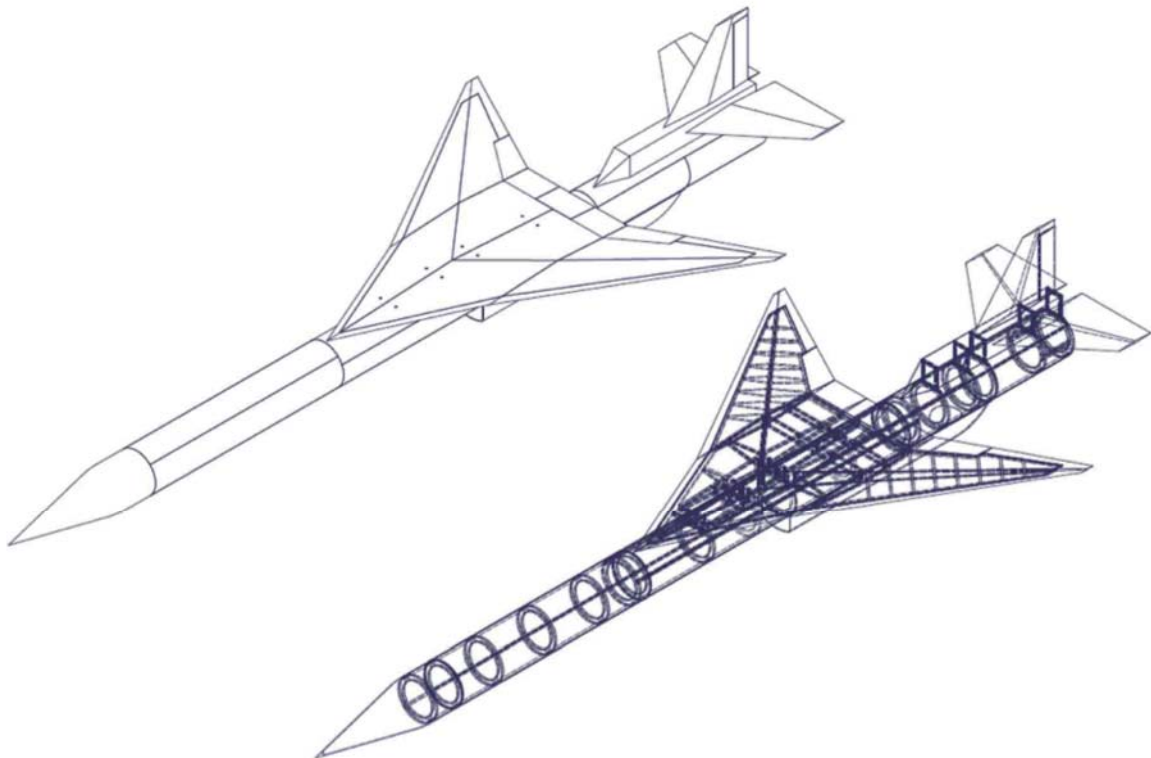


図 1 機体構造と外観

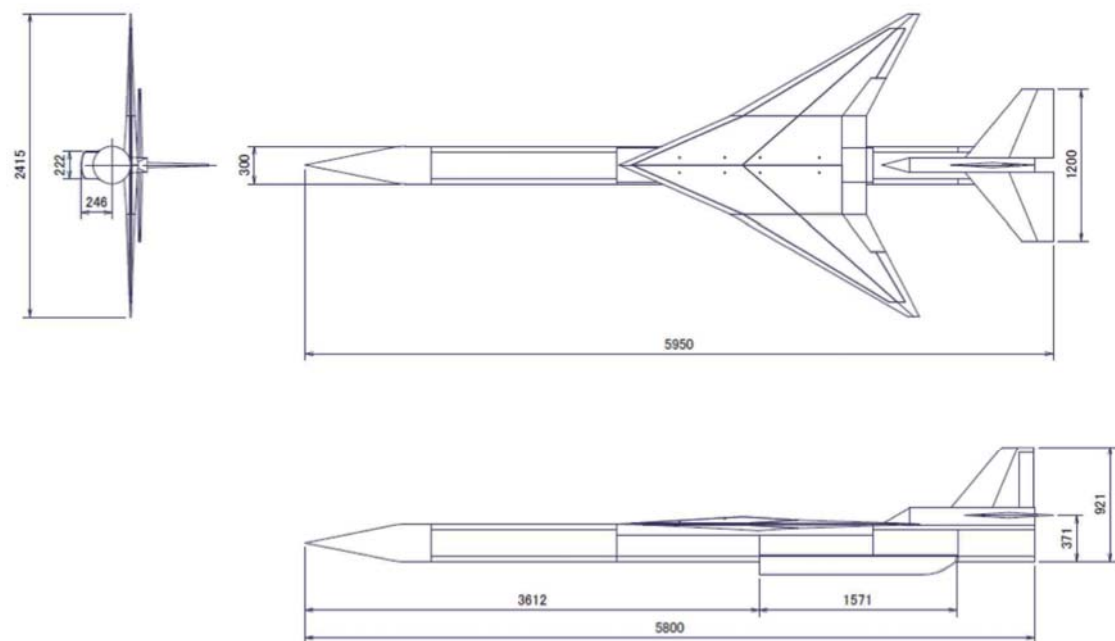


図2 機体構造外形寸法

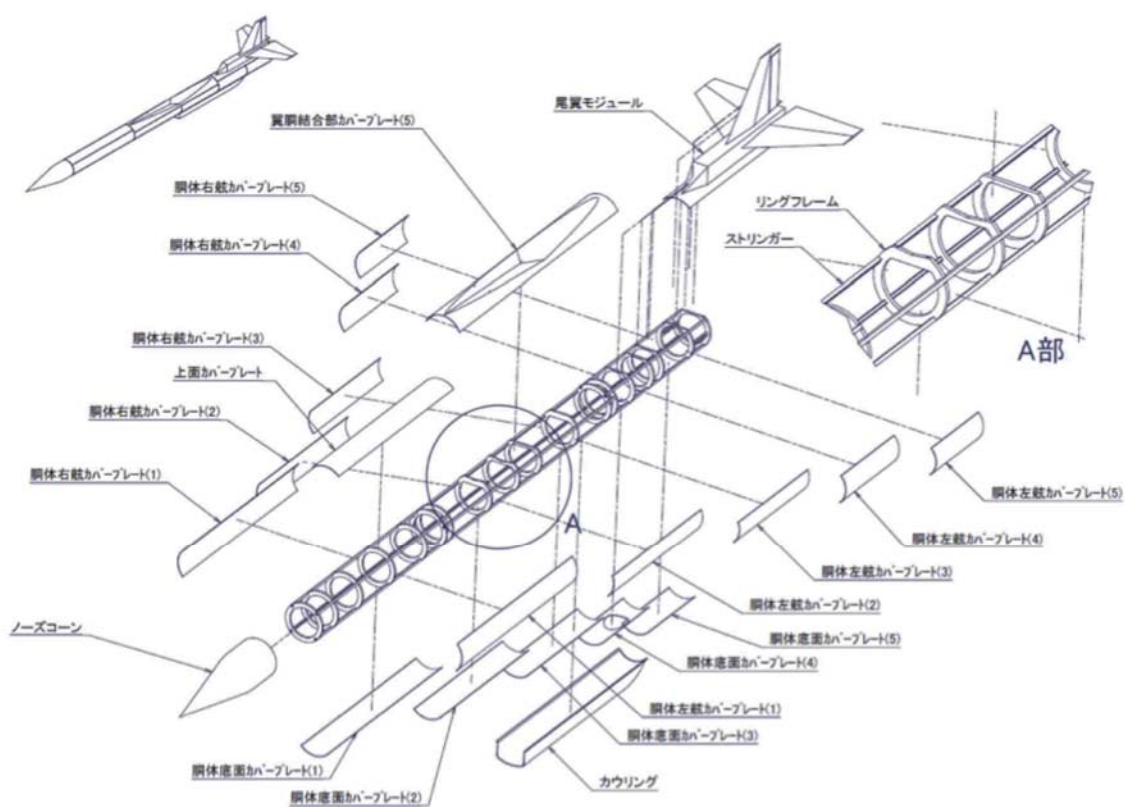


図3 複合材機体構造構成案

2. 機体強度解析

図1, 2に示す機体構造案（全備重量 350kg）に荷重倍数 6 と安全率 1.5 を作用させた場合の主要各部の安全余裕を表1に示す。

表1 機体構造主要個所の強度解析

部位	最大応力 (kgf/mm ²)	強度 (kgf/mm ²)	安全余裕 (MS)	破壊モード
翼胴結合部カバープレート	28.47	30.0	0.05	材料破壊
一般部カバープレート	14.49	30.0	1.07	表面版の 材料破壊
一般部カバープレート	18.67	25.75	0.6	せん断座屈
ストリンガー	9.57	25.28	1.64	クリップリング
リングフレーム	0.55	27.42	Large	材料破壊

3. 主翼強度解析

先ず、オオワシ1号機の主翼寸法を1.5倍に相似拡大した外形とし、(1)主桁など内部構造をオオワシ1号機と同じとした場合、(2)桁のコア材をCFRP化した場合、(3)3本桁構造とした場合についてモデル化しNASTRANでひずみ解析を行った。超音速飛行時に、自重に荷重倍数6と安全率1.5を掛けた揚力が発生している場合の解析結果を図4に示す。オオワシ1後期の主翼構造(PM品)試験で負荷された主翼付根での曲げモーメント約12kgfmに対し、オオワシ2号機の主翼では、設計上の曲げモーメントは約710kgfm(60倍)である。(1)の主桁など内部構造をオオワシ1号機と同じとした場合には限界ひずみを大きく上回っている部位が多いが、(2)のように桁のコア材をCFRP化すると限界ひずみを大きく上回っている部位は減り、(3)のように3本桁構造とした場合には限界ひずみを大きく上回る部位は局所的に限定されることがわかる。

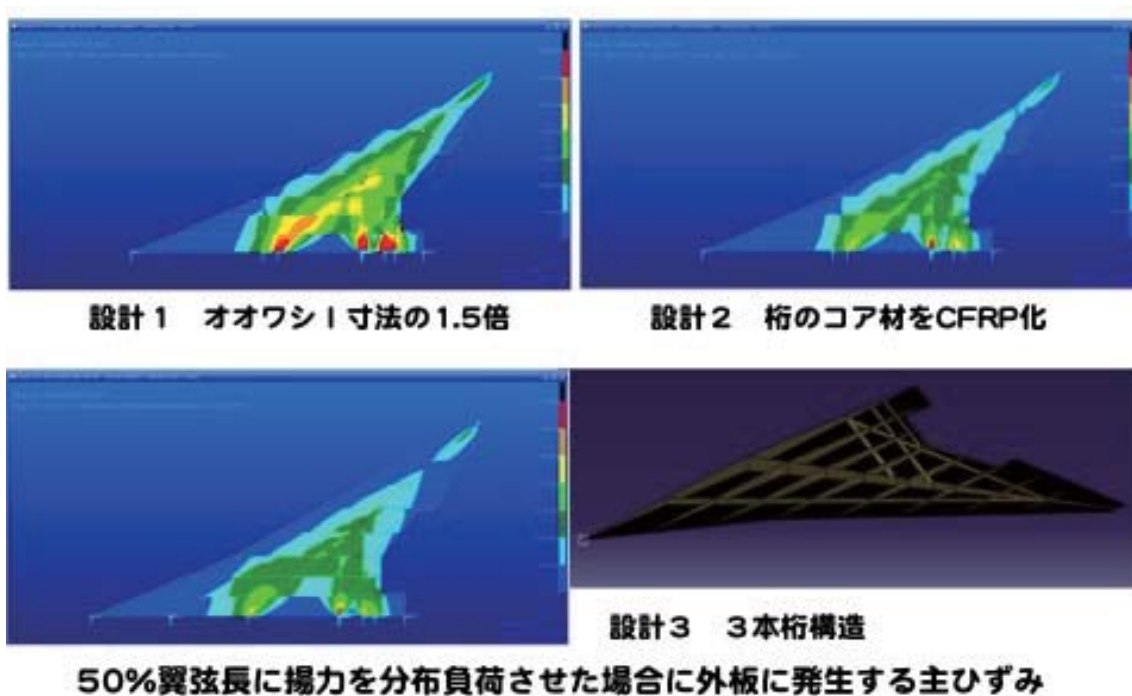


図4 超音速飛行負荷時の発生ひずみ

次に、主翼を3分割で製造する案を検討した。主翼を3分割することにはいくつかの利点がある。(1)飛行試験で翼端を損傷することは多い。翼端を損傷しても左翼または右翼だけを取り替え可能とできる。(2)曲げ荷重が最も大きくかかる翼胴結合部の強度設計が非常に重要であると考えており、中央翼と胴体をできるだけ一体化して強度検討することができる。曲げ荷重最大の場所で分割しなくて済む。(3)左翼および右翼をリブなしのダイヤモンド断面ハニカムサンドイッチパネルとして一体化できるとすると、軽量化と低コスト化が図れる可能性がある。(4)強度剛性試験の荷重負荷装置と試験場所を作り易い。(5)組み立て時にハンドリングし易い。(6)飛行試験場所が大学から離れていることを想定すると、分解して運搬し易い大きさであることが必要となる。

そこで、ここでは、オオワシ1号機の主翼寸法を1.5倍に相似拡大した外形とし、構成は、CFRP製で成型した主翼桁構造組立（主桁、前桁としての前縁部材、後桁としての後縁部材）と表面版をCFRP製とするサンドイッチパネル製の主翼面パネル構成とする。主翼桁構造と翼外面パネルは接着部分とアクセスのためのファスニング部分とがある。主翼構造案を図5、6に示す。

主翼と胴体との結合はM8 ボルト8箇所固定する。

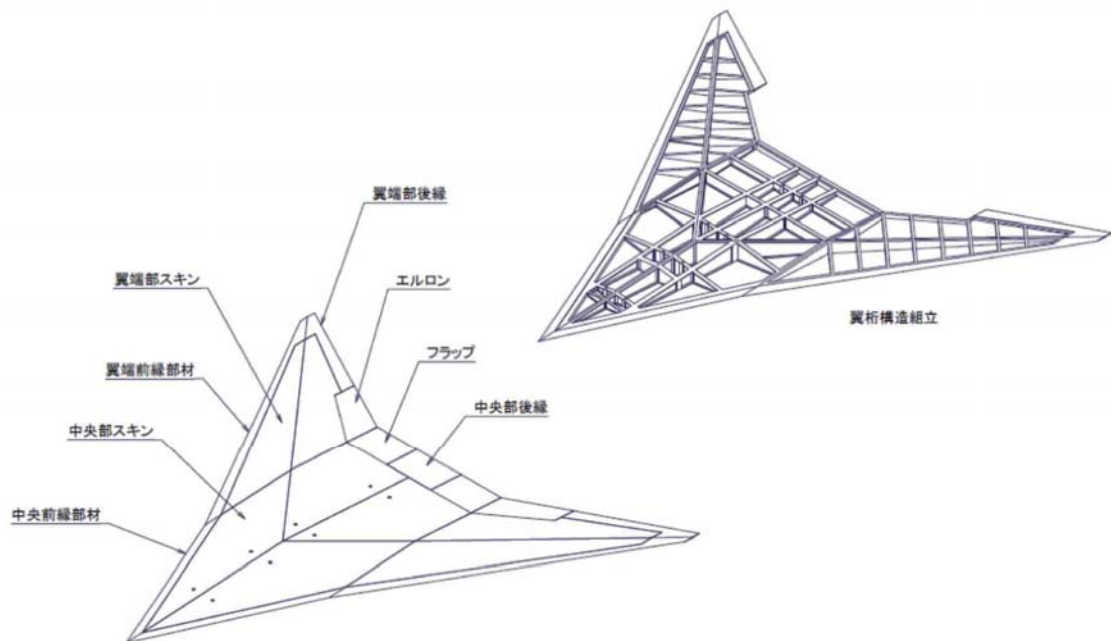


図5 複合材主翼構造案

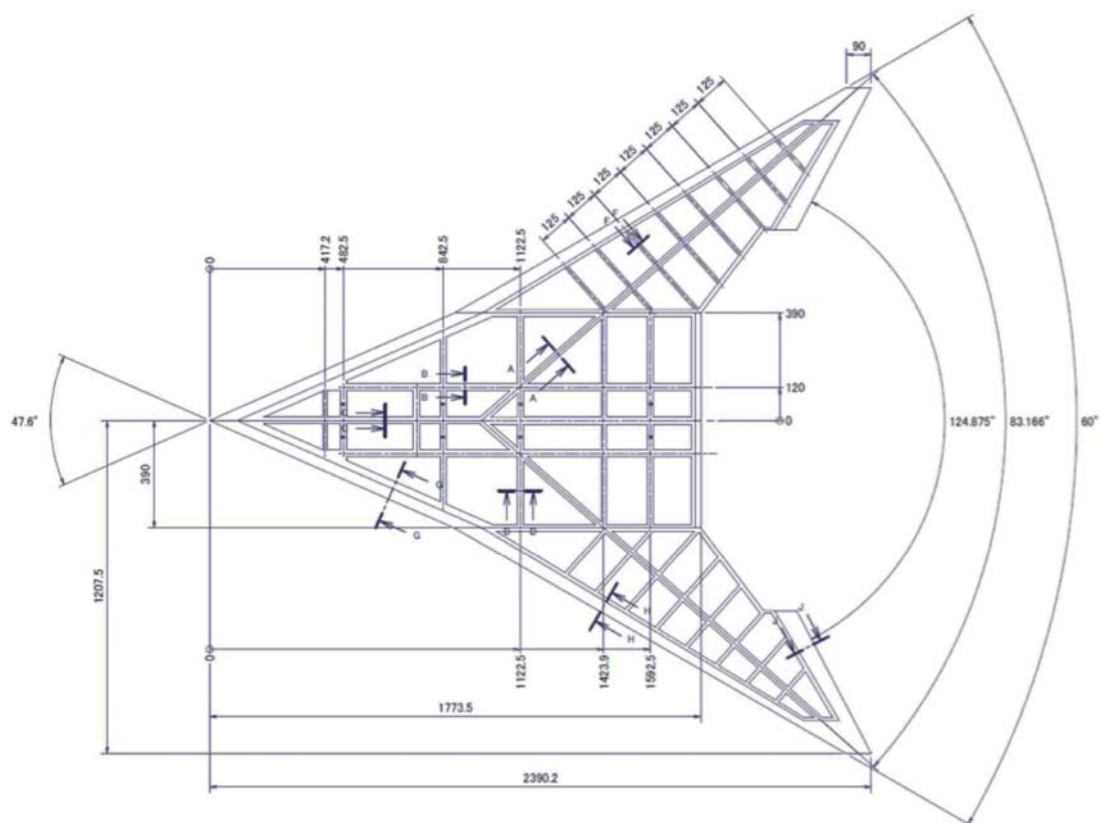


図6 複合材主翼3分割構造案

自重に荷重倍数6と安全率1.5を掛けた負荷に対する主要各部の安全余裕を表2に示す。

表2 主翼3分割構造の強度解析

部位	最大応力 (kgf/mm ²)	強度 (kgf/mm ²)	安全余裕 (MS)	破壊モード
A-A 部	12.1	30.0	1.486	材料破壊
B-B 部	8.0	30.0	2.734	材料破壊
C-C 部	6.6	30.0	3.572	材料破壊
D-D 部	10.1	30.0	1.978	材料破壊
F-F 部	6.4	30.0	3.665	材料破壊
G-G 部	0.2	30.0	LARGE	材料破壊
H-H 部	2.4	30.0	11.355	材料破壊
J-J 部	2.3	30.0	11.992	材料破壊
主翼/胴体結合部	13.3	30.0	1.257	材料破壊
主翼面パネル	17.3	30.0	0.735	材料破壊
主翼/胴体結合部ボルト	1152.2	1939.8	0.12	ボルト引張強度

4. 固有振動数解析

飛行制御系設計の観点から、機体の固有振動数が要求された。

全機系の固有振動数解析ではそれぞれのその検討で開発した NASTRAN 数学モデルを用い、主翼と胴体の結合部 8 点を結合して全機系モデルとした。固有値解析の数学モデル上の質量配分と設計質量配分を表 3 に示す。固有振動解析結果を表 4 に示す。低次 6 次までは剛体モードであるので 7 次以降の固有振動数とモードを示した。

表 3 数学モデル上の質量配分と設計質量配分

部位	NASTRAN	設計
	モデル	質量配分
	質量配分 [kg]	[kg]
胴体リング	8.46	8.46
ストリンガー	6.78	6.78
カバー	17.06	12.2
主翼	46.33	46.33
GN2タンク	1	1
Thhanolタンク	65	65
LOXタンク	28.5	28.5
エンジン	50	50
電気計装（機首）	10	10
電気計装（テイル）	10	10
尾翼	20	20
主脚	30	30
前脚	10	10
インテーク	5	5
ファスナー	2	2
アクチュエータ	5	5
配管	20	20
マージン	13.55	18
合計	350	348.27

表 4 固有振動解析結果

モード 番号	固有 振動数 [Hz]	振動 モード
7	6.5	水平尾翼ローカル
8	6.6	水平尾翼ローカル
9	7.6	水平尾翼ローカル
10	7.6	水平尾翼ローカル
11	11.9	垂直尾翼ローカル
12	17.1	垂直尾翼ローカル
13	18.5	機体ヨー軸曲げ
14	19.6	機体ピッチ軸曲げ
15	28.8	機体ロール軸ねじれ
16	31.7	主翼曲げ

全機構造固有値解析結果を見ると、水平尾翼(昇降舵)や方向舵が振動するモードが低次の固有値として得られるので、数学モデルに実際に合う適切なヒンジ剛性を与えないと意味のある固有値が得られないことがわかった。換言すると、補助翼、フラップ、水平尾翼(昇降舵)、方向舵な可動翼のヒンジ軸まわりの剛性の設定が、機体の安定飛行に重要であることがわかる。特に、遷音速飛行に際しては空力的にもヒンジ軸まわりの剛性は重要である。実際にはオオワシ 2 号機はフライバイワイヤ方式となるであろうから、可動翼駆動機器の保持剛性を十分大きくしないと制御しきれないことがわかる